飞机起落架摆振的阻尼特性影响

向锦武 杨冬梅

(北京航空航天大学 航空科学与工程学院, 北京 100083)

摘 要: 采用考虑支柱弹性、减摆器传动系统弹性、轮胎变形、结构重量、垂直载荷以及机轮陀螺力矩等影响因素的线性机轮摆振分析模型, 通过灵敏度分析方法, 区别研究了/ 轮胎型0摆振和/ 结构型0摆振. 首先计算稳定矩、支柱侧倾刚度和减摆传动系统扭转刚度等结构参数的改变对减摆器阻尼的影响, 以获得速度2灵敏度曲线, 然后利用一组速度2灵敏度曲线分析阻尼特性对摆振稳定区域的影响, 灵敏度计算考虑了各参数之间的耦合效应. 算例表明方法合理、有效, 同时为起落架防摆振设计的研究提供了一条新的途径.

关 键 词: 阻尼性能; 灵敏度分析; 摆振; 结构参数

中图分类号: V 226; V 214. 1^{+3}

文献标识码: A 文 章 编 号: 100125965(2005)1221358205

Influence of damping characteristics to landing gear shimmy

Xiang Jinwu Yang Dongmei

(School of Aeronautic Science and Technology, Beijing University of Aeronautics and Astronautics, Beijing 100083, China)

Abstract: A linear shimmy analysis model was used , which includes the elasticity of strut, the elasticity of damper linkage system, tire deflection, structure weight, vertical loads and wheel gyroscopic couple. With the method of sensitivity analysis, research on tire2yaw shimmy and structural2torsion shimmy was made separately. The three key landing gear structural parameters including trail, bending stiffness and torsional stiffness of damper link2age on aircraft wheel shimmy were investigated thoroughly. The investigation took the coupling effects among differ2ent parameters into consideration and calculated the sensitivity of damping to parameters. variety , and the effects of damping characteristics to shimmy was attained. The results supply a new idea for the design of aircraft and for the safe maintenance of operational ones to prevent the occurrence of shimmy.

Key words: damping capacity; sensitivity analysis; shimmy; structure parameter

起落架摆振是飞机设计中的一个重要问题, 也是飞机使用和维护中主要故障之一. 当减摆器阻尼较小时会发生以轮胎偏摆运动为主的摆振, 即所谓/ 轮胎型0摆振, 其特点是支柱和减摆器传动系统的运动是稳定的且幅度很小; 文献[1] 最早提出/ 结构型0 摆振的概念, 当机轮摆动角主要是由起落架支柱或减摆器传动系统弹性变形提供时, 会产生/ 结构型0摆振, 其特点是频率较高摆幅较小, 减摆器临界阻尼值较高. 通常 2 种类型的摆振分别对应着减摆器的上、下临界阻尼值, 在调整参数对摆振的影响时, 应先判断是哪种类型的摆振.

防止机轮摆振最有效的措施是安装阻尼减摆器. 减摆器提供的减摆阻尼值受起落架结构参数及轮胎特性的影响, 它们之间呈现复杂的耦合关系. 目前, 在起落架摆振分析中主要采用待定系数法以获得阻尼2速度曲线来确定摆振稳定区域[2], 然而在起落架摆振现象的研究中, 更需要确定参

收稿日期: 200421230

基金项目: 国家自然科学基金资助项目(10272012); 新世纪优秀人才支持计划资助项目

作者简介: 向锦武(1964-), 男, 湖南平江人, 教授, xiangjw@mail. china. com.

数的变化, 尤其是阻尼值的变化对摆振特性的影响等[3~5]. 本文通过灵敏度分析方法研究有关参数变化对临界阻尼的影响, 利用灵敏度2速度曲线来研究阻尼特性对摆振稳定区域的影响.

1　摆振分析模型

起落架系统的运动用 4 个自由度描述, 分别为 $, H, H, y, 如图 1 所示.

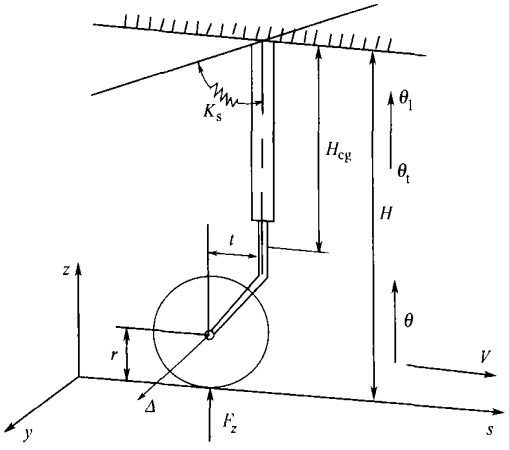

图 1　起落架系统的运动描述

图 1 中, $ 是支柱侧向弯曲模态对应的广义位移; H 是减摆器围绕支柱轴线的转动角; H 是减摆器传动系统的扭转角; 机轮摆角 H= H+ H; y 为轮胎滚动轨迹的侧向坐标; l= VS, 滑行坐标, V 是滑跑速度, S 是时间; F_z 是机轮垂直载荷. 令 x= [$　H　H　y]^T, 则系统的动力学方程可写为

$$M\frac{d^2x}{dl^2}+ C\frac{dx}{dl}+ Kx = 0 \qquad (1)$$

式中, M 为质量矩阵; C 为阻尼矩阵; K 为刚度矩阵.

1.1　支柱2减摆器子系统的系统矩阵

支柱2减摆器子系统的运动用 3 个自由度描述, 分别为 $, H, H, 令 x_1= [$　H　H]^T, 则其动力学方程为

$$M_1\frac{d^2x_1}{dl^2}+ C_1\frac{dx_1}{dl}+ K_1x_1 = F \qquad (2)$$

其中

$$M_1 = \begin{bmatrix} m & m_1t & m_1t \\ m_1t & I_1 & I \\ m_1t & I & I \end{bmatrix}$$

$$C_1 = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & h & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \qquad K_1 = \begin{bmatrix} K_sPH & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & K_t \end{bmatrix}$$

F 为结构广义外力矩阵; m= m_1+ m_2, m_1 为单个机轮质量, m_2 是支柱相当质量, m 是弯曲模态的广义质量; t 为稳定矩; I = I_1 + I_B, I 为机轮围绕支柱轴线的转动惯量, I_B 为减摆器的等效转动惯量; h 是摆动阻尼系数; K_s 是支柱侧倾刚度; K_t 是减摆器传动系统扭转刚度; H 为机轮中心到起落架枢轴的垂直距离.

1.2　轮胎变形特性

假设: ¹ 轮胎在滚动过程中只有局部滑动, 没有整体滑移; º 轮胎滚动轨迹的曲率取决于轮胎的侧向变形、扭转变形和侧倾变形; » 小变形假设, 即曲率和变形成线性关系.

设轮胎的侧向变形为 K, 扭转角为 U, 侧倾角为 V, 任一瞬时触地中心处轨迹方向和该点触地中心线切线方向一致, 即$\frac{dy}{dl}$= - H- U, 并考虑支柱倾角 k 和支柱侧向运动, 则轮胎的变形关系系统一写为

$$\begin{bmatrix} 1+ rPH & t & t \\ \sin kPH & \cos k & \cos k \\ \cos kPH & \sin k & \sin k \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \$ \\ H \\ H \end{bmatrix}+ \begin{bmatrix} K \\ U \\ V \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} y \\ -\frac{dy}{dl} \\ 0 \end{bmatrix} \qquad (3)$$

根据假设º 和 », 应用叠加原理得到滚动轨迹的曲率为

$$-\frac{d^2y}{dl^2} = AK- BU- CV \qquad (4)$$

式中, A为轮胎的侧向滚动系数; B为轮胎扭转滚动系数; C为轮胎侧倾滚动系数.

由式(3)和式(4)得:

$$\frac{d^2y}{dl^2}+ B\frac{dy}{dl}+ (- A(1+ rPH) - B\sin kPH + C\cos kPH)\$ + (- At + B\cos k + C\sin k)H + (- At + B\cos k + C\sin k)H + Ay = 0 \qquad (5)$$

1.3　摆振系统广义外力分析

考虑到支柱侧向运动的影响, 由轮胎力引起的广义外力为

$$F_s = \begin{bmatrix} aK(H + r) - bU\sin k \\ aKt + bU\cos k \\ aKt + bU\cos k \end{bmatrix} \qquad (6)$$

式中, a, b 分别为轮胎侧向刚度和扭转刚度.

由陀螺力矩引起的对应的广义外力为

$$F_{gyr}=\begin{bmatrix}-\frac{I_wV}{rH}\left(\frac{dH}{dS}+\frac{dH}{dS}\right)\\ \frac{I_wV}{rH}\frac{d\$}{dS}\\ \frac{I_wV}{rH}\frac{d\$}{dS}\end{bmatrix} \quad (7)$$

其中, I_w 是机轮围绕轮轴的转动惯量.

垂直载荷及结构重量的外力为

$$F_v=\begin{bmatrix}(F_z(H+r)-W_{lg}H_{cg})\frac{\$}{H}+\\ (F_zt-m_1gt)(H+H)\\ -m_1gt\frac{\$}{H}\\ -m_1gt\frac{\$}{H}\end{bmatrix} \quad (8)$$

式中, W_{lg} 是前起落架系统总重; H_{cg} 是前起落架重心到枢轴的垂直距离.

摆振系统广义外力为

$$F=F_s+F_{gyr}+F_v \quad (9)$$

由式(2)、式(5)、式(9)得到动力学式(1)中的各系数矩阵为

$$M=\begin{bmatrix}V^2M_1 & 0\\ 0 & 1\end{bmatrix}$$

$$C=\begin{bmatrix}0 & \frac{I_wV^2}{rH} & \frac{I_wV^2}{rH} & -\frac{b\sin k}{H}\\ -\frac{I_wV^2}{rH} & hV & 0 & b\cos k\\ -\frac{I_wV^2}{rH} & 0 & 0 & b\cos k\\ 0 & 0 & 0 & B\end{bmatrix} \quad (10)$$

$$K=\begin{bmatrix}K_{11} & K_{12} & K_{13} & K_{14}\\ K_{21} & K_{22} & K_{23} & K_{24}\\ K_{31} & K_{32} & K_{33} & K_{34}\\ K_{41} & K_{42} & K_{43} & K_{44}\end{bmatrix}$$

刚度矩阵 K 的各项表达式过于冗长, 此处不具体给出.

2 阻尼特性对摆振的影响分析

为分析系统的稳定性, 设式(1)的解为 $x=Ne^{Lt}$, 其中特征值 L 为复数, 代回式(1)得:

$$(L^2M+LC+K)N=0 \quad (11)$$

式(11)有非零解的条件是

$$|A|=|L^2M+LC+K|=0 \quad (12)$$

其中

$$A=\begin{bmatrix}V^2mL^2+K_{11} & V^2m_1tL^2+\frac{I_wV^2}{rH}L+K_{12} & V^2m_1tL^2+\frac{I_wV^2}{rH}L+K_{12} & -\frac{b\sin k}{H}L+K_{14}\\ V^2m_1tL^2+\frac{I_wV^2}{rH}L+K_{21} & V^2IL^2+hVL+K_{22} & V^2IL^2+K_{22} & b\cos kL+K_{24}\\ V^2m_1tL^2-\frac{I_wV^2}{rH}L+K_{21} & V^2IL^2+K_{22} & V^2IL^2+K_{33} & b\cos kL+K_{24}\\ K_{41} & K_{42} & K_{42} & -L^2+BL+K_{44}\end{bmatrix} \quad (13)$$

求出摆振系统的特征值 L, 根据特征值实部的符号, 可判断摆振系统的稳定性.

为分析阻尼特性对摆振稳定区域的影响, 即对摆振临界稳定状态的影响, 特征值 L 的实部应取为零, 令 $L=i\Omega V$, 代入式(12)分离实部和虚部, 分别得到关于频率、速度的方程和阻尼关于速度、频率及起落架参数的函数关系式:

$$G_\Omega(V, \Omega, t, K_t, ,)=0 \quad (14)$$

$$h=h(V, \Omega, t, K_s, K_t, I, ,)=0 \quad (15)$$

起落架系统的任意参数为 f, 式(14)对 f 求导得:

$$[G_\Omega]\frac{\partial\Omega}{\partial f}=g_\Omega(V, \Omega, t, ,) \quad (16)$$

式(15)两边对参数 f 求偏导数, 得:

$$\frac{\partial h}{\partial f}=h_f\left(\frac{\partial\Omega}{\partial f}, V, \Omega, t, K_s, , \right) \quad (17)$$

式(16)代入式(17), 可以得到阻尼关于起落架参数 f 的灵敏度值即

$$\frac{\partial h}{\partial f}=h_f(g_\Omega, V, \Omega, t, K_s, ,) \quad (18)$$

在飞机滑跑过程中, 速度的变化将引起飞机气动力变化, 进而导致机轮载荷变化, 从而对摆振特性产生影响. 在给定的速度范围内, 减摆器阻尼值受起落架结构参数及轮胎特性的影响, 而且不同参数间的耦合情况较复杂[6]. 本文通过灵敏度分析方法先获得结构参数的变化对阻尼参数的影响, 进而确定对摆振稳定区域的影响. 更进一步, 通过速度2灵敏度曲线可以直观地观察到阻尼特性对摆振的影响关系.

通过得到减摆阻尼对起落架的主要结构参数稳定矩, 支柱侧倾刚度, 减摆器传动系统扭转刚度变化的灵敏度情况, 在支柱侧倾刚度较小和较大及足够时分别考虑稳定距对阻尼特性的影响, 当支柱侧倾刚度足够及过小时分别考虑其对阻尼特

性的影响. 在起落架设计及调试过程中, 通过对灵敏度值及其变化规律的分析, 得出阻尼特性对摆振的影响, 可以调整适当的参数以达到减摆要求.

3　算　例

以某歼击机在前轮载荷 F_z= 19 000N 时的摆振稳定区域为例, 分析其稳定区域阻尼系数对参数变化的灵敏度, 2 种类型的摆振分别对应着摆振稳定区域的上、下临界阻尼值, 阻尼系数对不同参数的灵敏度在/ 结构型0摆振和/ 轮胎型0摆振 2 种情况下不同. 考虑 K_s, t, K_t 的微小变化及各参数之间的耦合, 通过阻尼对参数变化的灵敏度分析, 利用速度2灵敏度曲线, 说明参数对阻尼特性及摆振稳定区域的影响.

图2 表示在结构型摆振中, 不同支柱侧倾刚度下阻尼对稳定矩变化的灵敏度. 在低速时, 当 K_s 取中间值时阻尼对 t 变化的灵敏度较显著, 达到某一速度以后, 灵敏度随速度变化基本保持恒定; 当 K_s 较小和足够时, 灵敏度随速度变化较小, 当 K_s 足够时, 灵敏度方向发生变化.

图3表示在轮胎型摆振中, 不同K_s下阻尼对稳定矩变化的灵敏度情况. 在中间速度处, 阻尼对稳定矩变化的灵敏度值较小, 在低速处, K_s 变化对灵敏度的影响较小, 速度较大时, 其变化对灵敏度值影响显著; K_s 取不同值对灵敏度的影响在不同速度范围内有很大变化, 取值较小时阻尼的灵敏度值为负, 当其值大到一定值以后, 在不同速度范围内阻尼对稳定矩的灵敏度值有负有正. 当 K_s 足够时, 调节 t 对阻尼影响很小.

从图 2、图 3 可看出, K_s 对结构型摆振的阻尼灵敏度比对轮胎型摆振的影响大.

图4 表示在结构型摆振中, 不同 K_s 下阻尼对减摆传动系统刚度变化的灵敏度情况. 在结构型摆振中, 低速处阻尼对减摆传动系统刚度的灵敏度影响较显著. 达到某一速度后, 灵敏度随速度变化基本保持恒定; 当 K_s 较小时, 灵敏度在不同速度范围内变化很大, 支柱刚度取值由小到大的过程中灵敏度逐渐变大, 当 K_s 足够时, 阻尼对减摆传动系统刚度变化的灵敏度减小.

图5 表示在轮胎型摆振中, 不同 K_s 阻尼对减摆传动系统刚度变化的灵敏度情况, 在轮胎型摆振中, 阻尼对减摆传动系统刚度变化的灵敏度随

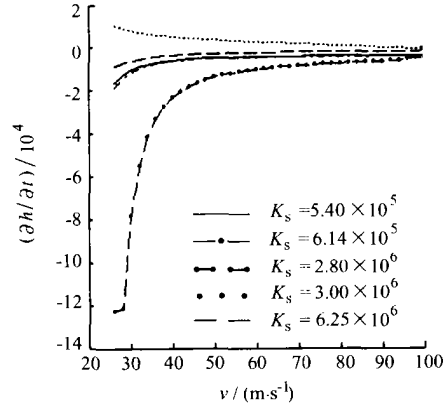

图 2　K_s 变化对5 hP5 t 的影响(结构型)

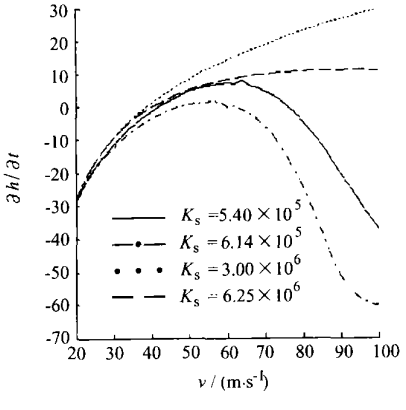

图 3　K_s 变化对5 hP5 t 的影响(轮胎型)

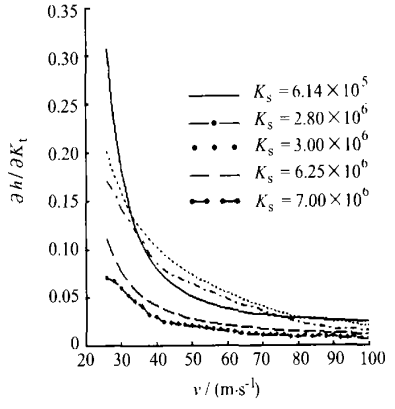

图 4　K_s 变化对5 hP5 K_t 的影响(结构型)

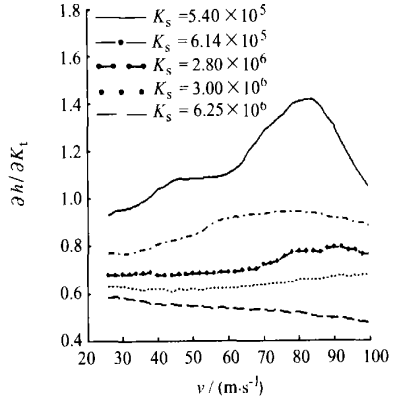

图 5　K_s 变化对5 hP5 K_t 的影响(轮胎型)

速度变化较平缓, 只有当 K_s 较小时, 在中间滑跑速度处, 灵敏度较大; 在支柱侧倾刚度由小到大变化时, 灵敏度值由大到小变化, 变化趋势较稳定.

由图 4、图 5 可以看出, 当 K_s 一定时, 调节减摆传动系统刚度对轮胎型摆振的影响更明显.

4 结 论

利用灵敏度分析方法研究了起落架摆振现象. 在结构型摆振中, 低速滑跑时, 各结构参数的微小变化对摆振的影响较显著, 调节稳定矩使摆振趋于不稳定, 但随速度变化越来越稳定; 相同支柱侧倾刚度情况下, 阻尼对稳定距变化的灵敏度较大; 调节减摆传动系统刚度可明显提高上临界阻尼值, 对摆振有稳定作用. 当支柱侧倾刚度较小或足够时, 调节稳定距均有不稳定作用, 当支柱侧倾刚度取中间值时, 调节稳定距可以明显加大摆振的上临界阻尼值, 增加稳定区域. 在轮胎型摆振中, 低速时支柱侧倾刚度变化对摆振影响较小, 高速滑跑时, 调节稳定距对摆振稳定性的影响随支柱侧倾刚度不同有很大变化, 支柱侧倾刚度越大, 摆振越趋于稳定; 相同支柱侧倾刚度时, 阻尼对减摆传动系统刚度变化的灵敏度较大; 当支柱侧倾刚度较小时, 调节稳定距可减小摆振的下阻尼临界值, 对摆振有稳定作用, 调节减摆传动系统刚度明显增加阻尼的下临界值, 对摆振有不稳定作用; 当支柱侧倾刚度足够时, 调节减摆传动系统刚度对摆振有稳定作用.

参考文献 (References)

[1] Collins R L, Black R J. Tire parameters for landing gear shimmy studies[J]. Journal of Aircraft, 1969, 6(3): 252~ 258

[2] 诸德培. 摆振理论及防摆措施[M]. 北京: 国防工业出版社, 1984
Zhu Depei. Shimmy theory and preventing measure[M]. Beijing: National Defence Industry Press, 1984(in Chinese)

[3] Miroslav D. Analysis of influence of design parameters on steered wheels shimmy of heavy vehicles[J]. Vehicle System Dynamics, 1996, 26(5): 343~ 379

[4] 周进雄. 线性及非线性摆振研究[D]. 西安: 西北工业大学飞机系, 2002
Zhou Jinxiong. Linear and nonlinear shimmy study[D]. Xian: Department of Aircraft Engineering, Northwestern Polytechnical University, 2002(in Chinese)

[5] Gerhard S. Shimmy analysis of a simple aircraft nose landing gear model using different mathematical methods[J]. AerospaceScience and Technology, 1997, 1(8): 545~ 555

[6] Kim Myung2Gyu, Jeong Ho2Il, Yoo Wan2Suk. Sensitivity analysis of chassis system to improve shimmy and brake judder vibration on steering wheel[J]. SAE, 1996, (Supplement): 59

(上接第 1357 页)

由图 2 可以看出, 尽管摆杆的 H达到了 1 rad (超出了 PID 控制器稳定范围), 采用补偿后, 摆杆仍然能够快速准确地稳定跟踪参考信号 $r(t) = 0.5\sin t$ 的变化, 这说明补偿器的引入扩大了系统的稳定域, 提高了系统鲁棒性和抗干扰能力.

3 结 束 语

本文提出了一种基于 PID控制结构的非线性鲁棒控制器设计方法. 用 PID 控制器稳定系统的线性标称部分, 采用一个补偿器来补偿系统线化模型与真实非线性模型之间误差、系统模型参数变化及外界扰动对系统控制性能的影响, 增强系统鲁棒性. 最后, 通过对倒立摆这一典型的非线性系统进行信号跟踪控制仿真, 在先不引入补偿器、单纯采用 PID 控制的情况下, 仿真结果发散; 然后在PID控制的基础上增加补偿控制作用, 仿真结果表明摆角可快速、准确地实现对参考信号的跟踪. 仿真结果验证了该补偿设计方法的有效性.

参考文献 (References)

[1] Hang C C, Astrom K J, Ho W K. Relay auto2tuning in the presence of static load disturbance[J]. Automatica, 1993, 29(2): 563~ 564

[2] Benaskeur A R, Desbiens A. Backstepping2based adaptive PID control[J]. Control Theory and Applications, 2002, 149(1): 54~ 59

[3] Huang S H, Tan K K, Lee T H. A combined PIDPadaptive controller for a class of nonlinear systems[J]. Automatica, 2001, 37(4): 611~ 618

[4] Tae Y K, Woong G H. An adaptive PID learning control of robot manipulators[J]. Automatica, 2000, 36(5): 717~ 725

[5] Hassan K K. Nonlinear systems[M]. 3rd ed. New Jersey: Prentice Hall Press, 2002. 579~ 588

[6] Astrom K J, Furuta K. Swinging up a pendulum by energy control[J]. Automatica, 2000, 36(2): 287~ 295